



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**POSOUZENÍ VLIVU MODIFIKACÍ KŘÍDLA NA POLÁRU
LETOUNU**

INFLUENCE OF WING DESIGN MODIFICATION ON AIRCRAFT POLAR CURVE

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Alexandra Mixová

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Jan Navrátil, Ph.D.

BRNO 2019

Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav
Studentka: **Alexandra Mixová**
Studijní program: Strojírenství
Studijní obor: Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce: **Ing. Jan Navrátil, Ph.D.**
Akademický rok: 2018/19

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Posouzení vlivu modifikací křídla na poláru letounu

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Bakalářská práce se zabývá předběžným návrhem modifikace křídla ultralehkého dvoumístného letounu kategorie UL–2. Hlavní náplní práce je určení poláry stávajícího letounu, návrh modifikací křídla a výpočet nové poláry. Pro porovnání vlivu modifikací je přidán i výpočet základních letových výkonů letounu.

Cíle bakalářské práce:

1. Zpracování přehledu základních aerodynamických charakteristik a popis částí poláry
2. Stanovení poláry stávajícího letounu
3. Návrh modifikací křídla a výpočet nové poláry letounu
4. Porovnání polár a zhodnocení
5. Výpočet základních letových výkonů letounu s modifikovaným křídlem

Seznam doporučené literatury:

ROSKAM J, Lan CT. Airplane aerodynamics and performance. DARcorporation; 1997.
DANĚK, V. Mechanika letu I. Letové výkony, Akademické nakladatelství CERM, 2010
FLORIAN, J.: Aerodynamické charakteristiky letounu I., Brno: VA, 1982.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2018/19

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Tato práce se zabývá stanovením aerodynamické poláry letounu Roko NG, jejím zhodnocením a návrhem modifikace křídla, vlivem modifikace na poláru letounu a určením základních letových výkonů. V úvodu je vysvětlena problematika a základy aerodynamiky. Následuje seznámení s konkrétním typem a porovnání s podobnými ultralehkými letadly. Měřením je stanovena skutečná polára, kterou lze porovnat s analyticky stanovenou polárou stávajícího letounu, a analyticky stanovenou polárou letounu s modifikovaným křídlem. Z nově stanovené poláry jsou vyjádřeny základní letové výkony a porovnány s letovými výkony stávajícího letadla.

Klíčová slova: polára, ultralehký letoun, modifikace křídla, aerodynamika, letové výkony

ABSTRACT

This thesis focuses on determining the polar curve of Roko NG aircraft, its evaluation and design of possible wing modification; on the influence of said modification on the polar curve and determination of basic flight performance. The introduction explains basic concepts and problems of aerodynamics. The following part discusses the particular type in comparison with similar ultralight aircrafts. Measurement determines the actual polar curve which can be compared to the analytically determined polar curve of the existing airplane, and to the analytically determined polar curve of the plane with modified wing. From this newly defined polar curve, the basic flight performance is expressed and compared with the flight performance of the existing aircraft.

Keywords: polar curve, ultralight, wing modification, aerodynamics, flight performance

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

MIXOVÁ, Alexandra. *Posouzení vlivu modifikací křídla na poláru letounu*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2019. 38 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Jan Navrátil, Ph.D.

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Tímto prohlašuji, že předkládanou bakalářskou práci jsem vypracovala samostatně, s využitím uvedené literatury a podkladů, na základě konzultací a pod vedením vedoucího bakalářské práce.

V dne 23.5.2019

.....

Podpis

PODĚKOVÁNÍ

Tímto děkuji mému vedoucímu panu Janu Navrátilovi za cenné připomínky a rady týkající se zpracování bakalářské práce a kolegovi Petrovi Kachlíkovi za rady, ochotu a obětovaný čas. Dále děkuji firmě Vespa4 za spolupráci a možnost tohoto projektu. V neposlední řadě bych ráda poděkovala své rodině, kamarádům a partnerovi za podporu v náročných situacích.

OBSAH

Úvod.....	1
1 Aerodynamika	2
1.1 Základní pojmy	2
1.2 Síly působící na křídlo.....	2
1.3 Bernoulliho rovnice	3
1.4 Rovnice kontinuity	4
1.5 Reynoldsovo číslo	5
1.6 Odpor, vztlak a úhel náběhu	6
1.7 Aerodynamická polára.....	7
2 Popis letadla.....	8
2.1 Srovnání s podobnými typy	9
2.1.1 Eurostar EV-97.....	9
2.1.2 Alto 912TG	10
3 Měření	11
3.1 Postup	11
3.2 Vlastní měření a výpočty	12
4 Modifikace křídla.....	16
5 Porovnání polár.....	19
5.1 Analytické určení poláry stávajícího letadla	19
5.2 Porovnání skutečné poláry a analytickou	21
5.2 Porovnání skutečné poláry a poláry letadla s modifikovaným křídlem.....	22
5.3 Porovnání analyticky stanovených polár stávajícího letadla a letadla s modifikovaným křídlem	23
6 Základní letové výkony	24
6. 1 Úhel klouzání	24
6.2 Klouzavost	24
6.3 Rychlostní omezení	25
7 Závěr	26

Seznam použitých zdrojů

Seznam použitých symbolů a zkratk

Seznam obrázků

Seznam tabulek

Úvod

Ze všech typů vyráběných letadel je pro amatérské létání nejvhodnější a nejrozšířenější ultralehký letoun – ultralight. Většina ultralehkých letounů je cenově dostupných, nenáročných na pilotáž, údržbu i hangárování (nepříliš velké rozměry) a lze na ně snadno získat pilotní licenci (letecké školy jsou běžně rozšířené). Vyhovují požadavkům na provádění vyhlídkových letů, pilotních výcviků, jako dopravní prostředek i na létání “jen tak pro radost”. Velký zájem o tato letadla uspokojují firmy zabývající se jejich výrobou, v ČR mezi nejznámější patří Evector, TL Ultralight, nebo i Vespa4, která vyrábí model Roko NG, o němž tato práce pojednává.

U tohoto konkrétního typu jeho výrobce zvažuje modifikaci křídla za účelem lepších letových vlastností letadla. Proto je nutné určit aerodynamickou poláru letadla se stávajícím křídlem, pro znázornění jeho chování ve vzduchu. Dále se podle nedostatků zjištěných při měření a výpočtech stávající poláry navrhne vhodná modifikace křídla. K tomuto křídlu se stanoví nová polára a z ní základní letové vlastnosti letadla s modifikovaným křídlem. Závěrem této práce pak bude posouzení vhodnosti konstrukčního řešení a návrhu modifikace, a následné zvážení možností výroby a montáže na nově vyrobené kousky.

1 Aerodynamika

Aerodynamika je věda, která zkoumá chování těles ve vzduchu z hlediska dynamiky (v pohybu). Jedná se hlavně o obtékání těles, při jejich pohybu tekutinou. Vychází ze základních fyzikálních zákonů a úzce souvisí s termomechanikou a hydrodynamikou. Pro každého pilota je nezbytně nutné porozumět základům aerodynamiky, jelikož přibližuje chování letadla během letu a pilot je tak schopen očekávat, rozpoznat a vyřešit včas nebezpečné situace, které mohou za letu nastat. Díky aerodynamickým jevům popsaným matematickými vzorci, rovnicemi a zákony, je také možné vyjádřit základní mechanické vlastnosti daného letadla, jako je stabilita, letové výkony, charakteristické rychlosti apod. Tyto zákony a rovnice budou blíže specifikovány v následujících kapitolách a budou využity v praktické části. Budou ale už vztaženy na konkrétní problematiku týkající se letectví, tj. obecné těleso bude nahrazeno křídlem.

1.1 Základní pojmy

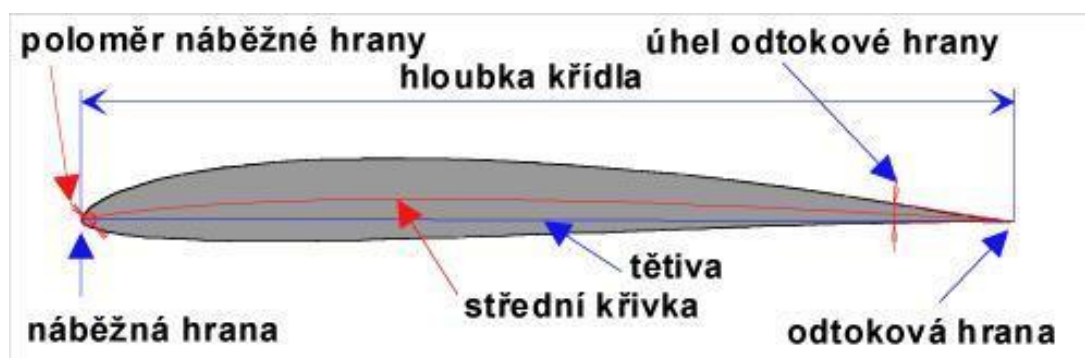
Profil – příčný řez křídlem, uvažujeme nekonečné rozpětí, definuje jej několik geometrických charakteristik (obr. 1).

Proudnice – „myšlené čáry, které představují dráhy jednotlivých částeczek vzduchu.“ [1]

Mezní vrstva – „oblast v těsné blízkosti obtékaného povrchu, v níž proběhne zpomalení rychlosti volného proudu vzduchu na nulovou hodnotu na povrchu tělesa.“ [1]

Úhel náběhu – úhel sevřený mezi tětivou (spojnice náběžné a odtokové hrany) profilu a směrem proudu bez narušení tělesem.

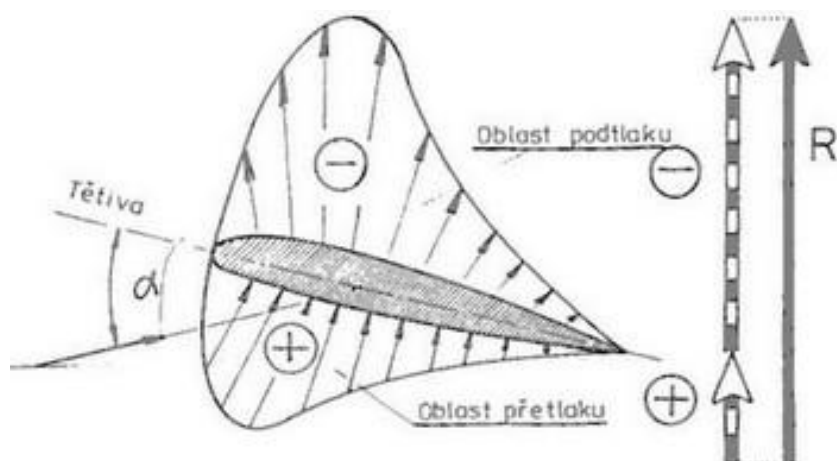
Součinitel odporu/vztlaku – vyjádření vlivu tvaru tělesa na velikost odporové/vztlakové síly.



Obr. 1 Geometrické charakteristiky profilu [2]

1.2 Síly působící na křídlo

Při obtékání tělesa vzduch překonává tuto překážku tím, že dojde k nahuštění proudnic kolem tělesa. Vzduch tedy bude proudit jinou rychlostí, a to způsobí změnu tlaku. Uvažujeme obtékání profilu pod nenulovým úhlem náběhu. Nad profilem běžně dojde k většímu nahuštění proudnic, a tím také k podtlaku, což způsobuje sání. Pod profilem pak dochází k menšímu nahuštění nebo rozšíření proudnic, a vzniká tak oblast přetlaku. Součtem sil tohoto přetlaku a podtlaku dostáváme výslednou aerodynamickou sílu, která je vyjadřována vztlakem a odporem.



Obr. 2 Rozložení tlaku na profilu [3]

1.3 Bernoulliho rovnice

Vyjádřuje chování tělesa při pohybu vzduchem a zákon zachování energie při tomto ději. Díky ní lze snadněji pochopit některé aerodynamické jevy. Modelovým příkladem je zužující se trubice s ustáleným proudem vzduchu, do které na jednom konci vstupuje vzduch o rychlosti v_1 a na druhém konci vystupuje s rychlostí v_2 (obr. 3). Zákon o zachování energie nám říká, že pro ustálené proudění musí být ve všech průřezích trubice stejný celkový tlak P_{celk} . Tlak v trubici lze rozložit na dvě složky – statický tlak p a dynamický tlak q , a jejich součet tedy musí být konstantní. Toto tvrzení lze napsat ve tvaru:

$$p + q = P_{celk} = \text{konstanta} \quad (1.1)$$

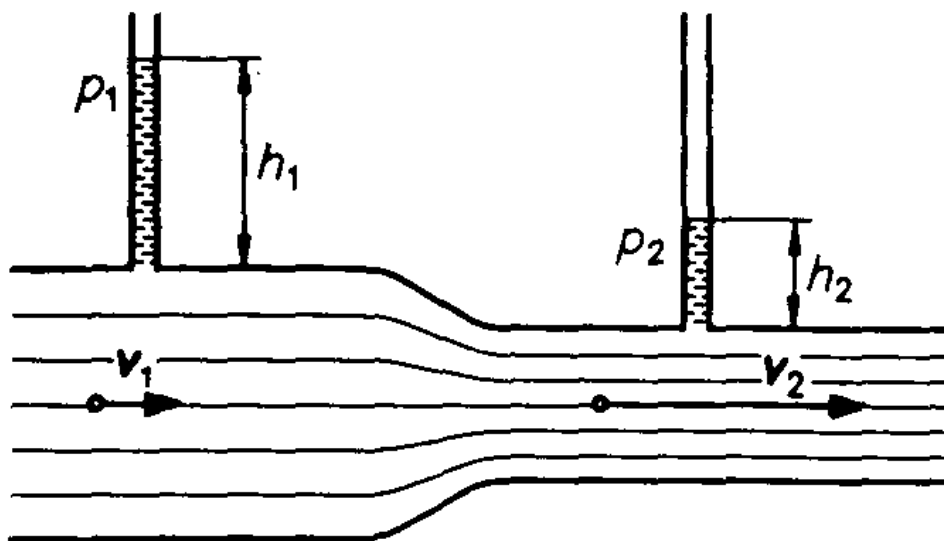
přičemž dynamický tlak se po dosazení základních fyzikálních vztahů dá vyjádřit vztahem:

$$q = \frac{\rho \cdot v^2}{2} \quad (1.2)$$

Celou Bernoulliho rovnici lze pak po dosazení napsat ve tvaru:

$$p_1 + \frac{\rho \cdot v_1^2}{2} = p_2 + \frac{\rho \cdot v_2^2}{2} = P_{celk} = \text{konstanta} \quad (1.3)$$

Skutečnost popsaná touto rovnicí dala podklad k sestrojení několika přístrojů užívaných v letectví, z nichž patří k nejdůležitějším Venturiho a Pitotova trubice, používané k měření rychlosti letu. Rychlost je vyjádřena z rozdílu tlaků vzduchu proudícího v trubici. Ústí Pitotovy trubice bývá zpravidla umístěno tak, aby do něj vstupoval neporušený proud vzduchu a informace o rychlosti byly tak co nejpřesnější (např. náběžná hrana křídla).



Obr. 3 Bernoulliho princip [4]

1.4 Rovnice kontinuity

Podobně jako Bernoulliho rovnice popisuje rovnice kontinuity (spojitosti) chování vzduchu při ustáleném proudění a vyjadřuje zákon o zachování hmoty při tomto ději. Příkladem budiž opět zužující se trubice se vstupním průřezem S_1 , do které vchází vzduch o hustotě ρ_1 a rychlosti v_1 . Na druhé straně z ní vychází rychlostí v_2 , s hustotou ρ_2 a ústí trubice má plochu S_2 . Zákon o zachování hmoty nám říká, že množství vzduchu protékající průřezem o ploše S_1 musí být za jednotku času stejné jako množství vzduchu protékající průřezem o ploše S_2 , za předpokladu, že proudící vzduch je nestlačitelný (obr. 4). Toto množství lze vyjádřit vztahem:

$$m = \rho \cdot S \cdot v \quad (1.4)$$

Pak tedy předchozí tvrzení lze napsat ve tvaru:

$$\rho_1 \cdot S_1 \cdot v_1 = \rho_2 \cdot S_2 \cdot v_2 \quad (1.5)$$

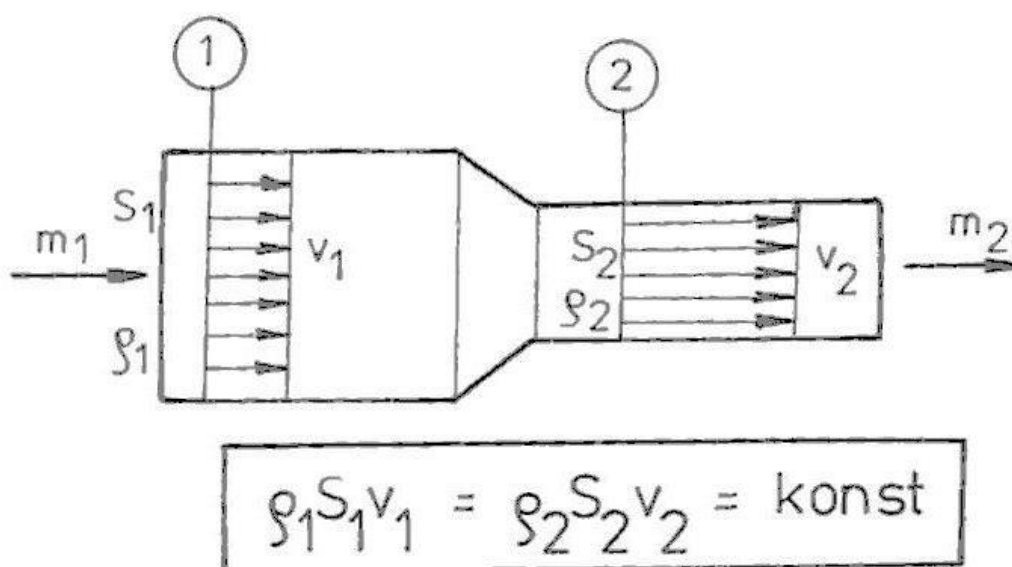
Po uvážení základního předpokladu o nestlačitelnosti, je nutné si uvědomit neměnnost hustoty, tudíž:

$$\rho_1 = \rho_2 \quad (1.6)$$

Celou rovnici lze zjednodušit do tvaru:

$$S_1 \cdot v_1 = S_2 \cdot v_2 = \text{konstanta} \quad (1.7)$$

Díky této rovnici je možné vidět, že se zmenšujícím se průřezem vzrůstá rychlost a naopak. Za tohoto předpokladu pak při známém průřezu a známé rychlosti proudění lze spočítat rychlost proudění v kterémkoli průřezu. Toto poznání je důležité pro pochopení chování obtékaných těles a spolu s Bernoulliho rovnicí pomáhá pilotům získat a udržovat přehled v každém letovém režimu.



Obr. 4 Rovnice kontinuity [5]

1.5 Reynoldsovo číslo

Dalším vztahem, který pomáhá popsat charakter proudění je definice Reynoldsova čísla. Díky tomuto číslu je možné určit, zda je proudění laminární nebo turbulentní. Laminární proudění se vyznačuje ustálenou rychlostí částic a rovnoběžností jednotlivých proudnic, zatímco při turbulentním proudění se částice vzduchu pohybují vířivě a neuspořádaně, což má za následek vzrůst odporu. Zvlášť důležité je proudění v mezní vrstvě, jelikož přímo ovlivňuje chování letadla ve vzduchu.

Reynoldsovo číslo (které je bezrozměrné) lze matematicky popsat vztahem:

$$Re = \frac{v \cdot l}{\vartheta} \quad (1.8)$$

kde: l je charakteristický rozměr (typicky hloubka profilu) [m],

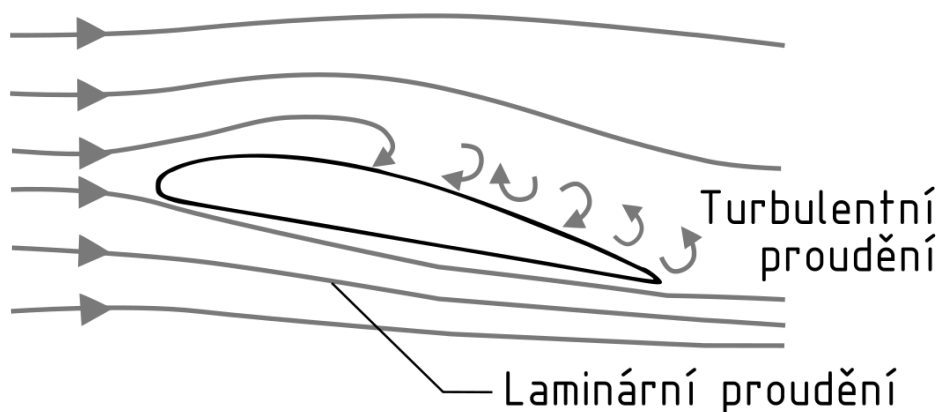
v je rychlost proudění [m/s],

ϑ je kinematická viskozita (míra tekutosti) [m²/s].

Zjednodušeně jej můžeme charakterizovat jako poměr setrvačných a třecích sil působících na určitou část tekutiny (příp. vzduchu). Tudiž se vzrůstajícím Reynoldsovým číslem klesá vliv třecích sil a naopak. Mezní hodnotou je pak tzv. kritické Reynoldsovo číslo

$$Re = 500\,000$$

Při nižších číslech, než je kritické se zpravidla jedná o laminární proudění, zatímco po překročení této meze se proudění stává turbulentním nebo až smíšeným. V praxi však není možné docílit čistě laminárního proudění v mezní vrstvě, je ovšem výhodné co nejvíce snížit odpor. [1]

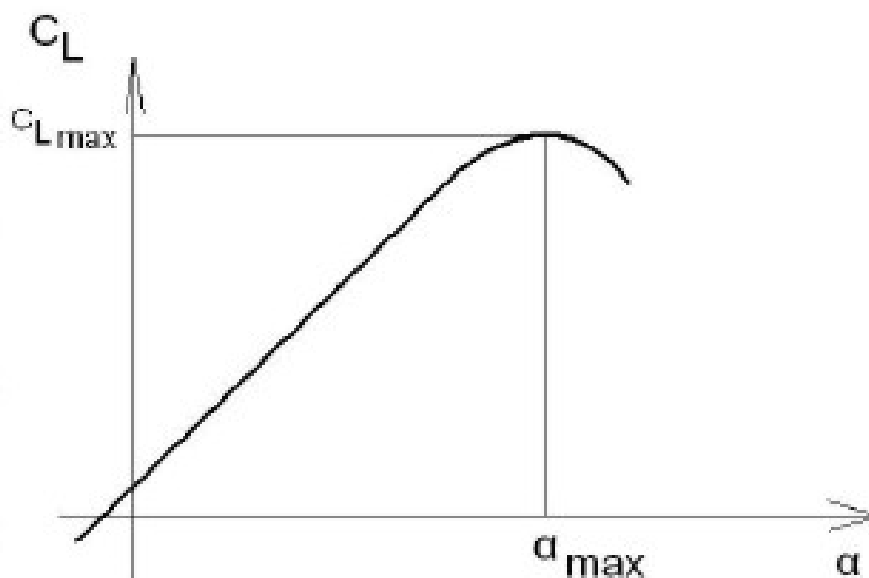


Obr. 5 Laminární a turbulentní proudění na profilu

1.6 Odpor, vztlak a úhel náběhu

Velikost odporové a vztlakové síly přímo závisí na úhlu náběhu. Aby bylo možné je porovnávat a zanášet do tabulek a diagramů, používají se součinitelé vztlaku a odporu. Díky nim lze přehledně zaznamenat jednotlivé úhly náběhu během různých letových režimů a jejich vliv na poměr působící odporové a vztlakové síly.

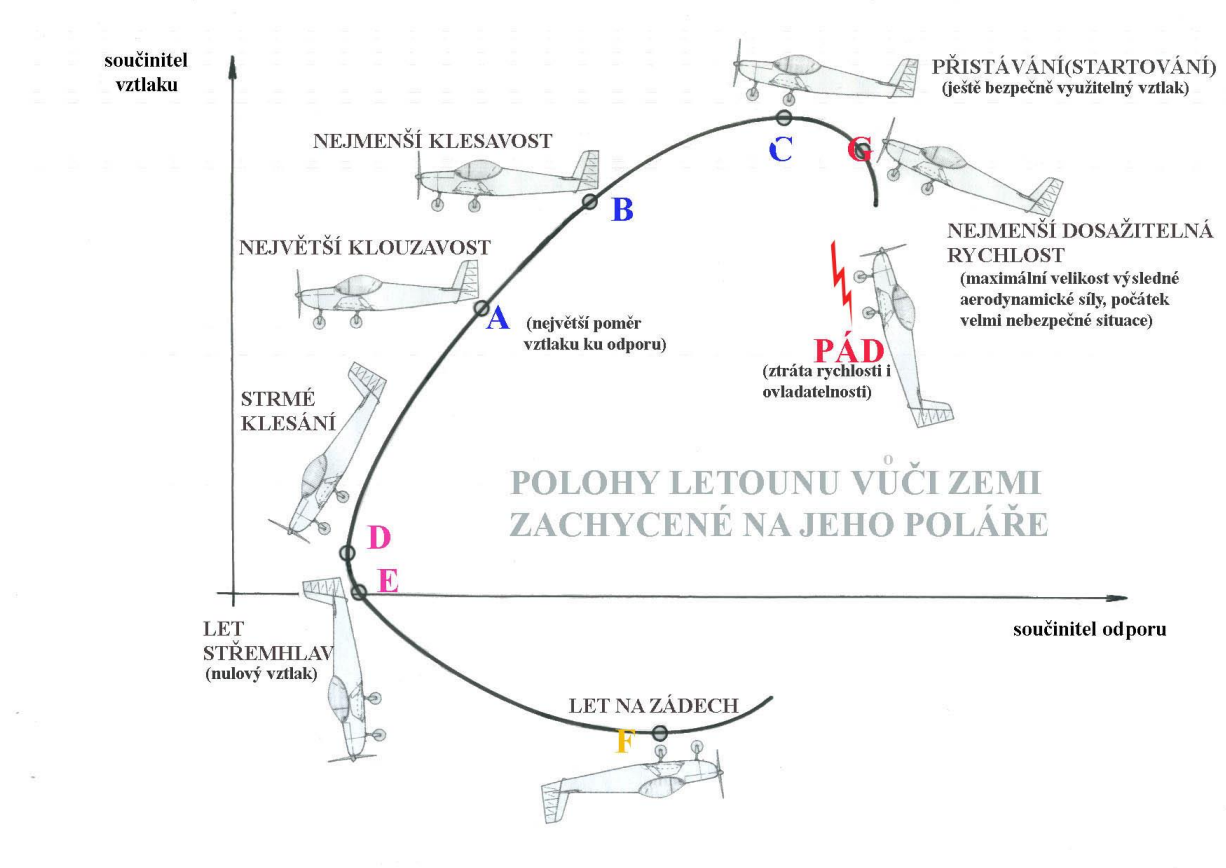
Po dosažení určitého úhlu náběhu (a určitého součinitele vztlaku) dochází k odtržení proudu obtékaného tělesa. To je způsobeno vazkostí vzduchu a vlastnostmi mezní vrstvy. Při velkých úhlech náběhu částice v mezní vrstvě nemají dostatečnou kinetickou energii na to, aby mohly nadále kopírovat tvar obtékaného tělesa. Díky tomu lze vidět, že turbulentní mezní vrstva je na odtržení proudu méně citlivá. Velkou roli má také hodnota Reynoldsova čísla, tím je způsoben rozdílný průběh odtržení proudu v závislosti na tloušťce profilu. U tlustých profilů bývá odtržení pozvolnější, jelikož začíná na odtokové hraně. To je pro pilota výhodné, protože mu tak dává dostatek prostoru na včasný zásah. Zatímco u tenkých profilů dochází k odtržení hned za náběžnou hranou. Odtržení proudu má za následek ztrátu vztlaku a neúčinnost kormidel, proto je nutné znát mezní úhel náběhu, při jehož překročení k tomuto jevu dochází. Tento úhel nazýváme kritickým úhlem náběhu. [1]



Obr. 6 Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu [6]

1.7 Aerodynamická polára

Polárou se nazývá křivka závislosti součinitele odporu na součiniteli vztlaku při stejných úhlech náběhu. Jedná se o aerodynamickou charakteristiku, díky které je možné určit některé vlastnosti letadla v jednotlivých letových režimech. Jsou tak jasně viditelné důležité body, jako je nejmenší součinitel odporu, největší součinitel vztlaku nebo optimální opadání. Rozlišuje se polára křídla, která pracuje pouze s aerodynamickou silou vyvozenou samotným křídlem, a polára letounu, kde je přičten tzv. škodlivý odpor (odpor vzniklý dalšími částmi letounu, jako je trup, ocasní plochy, kabina, vrtule, podvozek a další). Na vodorovnou osu diagramu se vynášejí součinitel odporu c_D a na osu svislou součinitel vztlaku c_L , příslušející vždy stejnému úhlu náběhu. Škodlivý odpor pak tedy posouvá poláru křídla v diagramu doprava.[7]

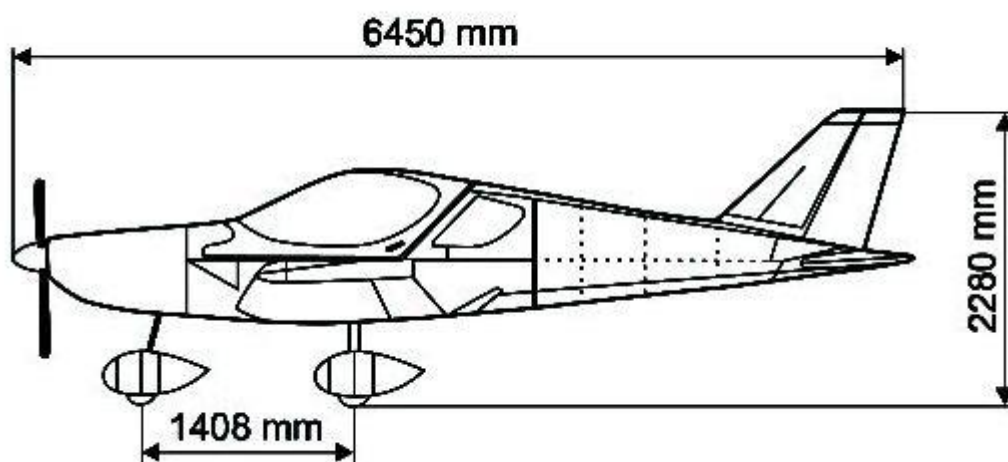


Obr. 7 Schematická polára [8]

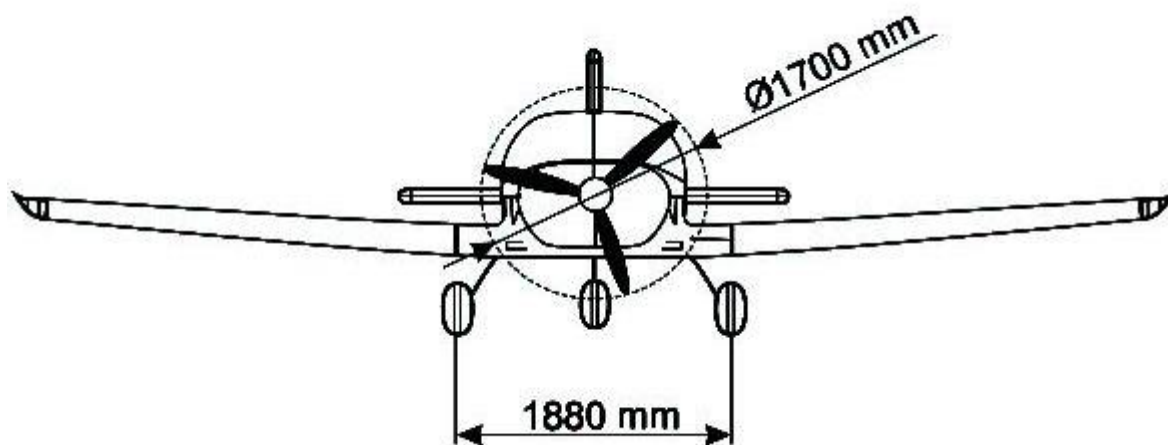
Z obrázku 7 lze vidět důležité body nazývané A-G. Mezi krajními body F a G dochází k několika specifickým situacím, zmíněným již dříve. Bod C zastupuje úhel náběhu pro největší součinitel vztlaku a bod D pro nejmenší součinitel odporu. Bod A lze najít protnutím tečny, vedené z počátku souřadnic, se samotnou polárou. Je to bod, kde je součinitel vztlaku a odporu v nejlepším poměru a letadlo dosahuje nejmenšího opadání a nejvýhodnější spotřeby, proto bývá tento bod nazýván jako bod ekonomický.

2 Popis letadla

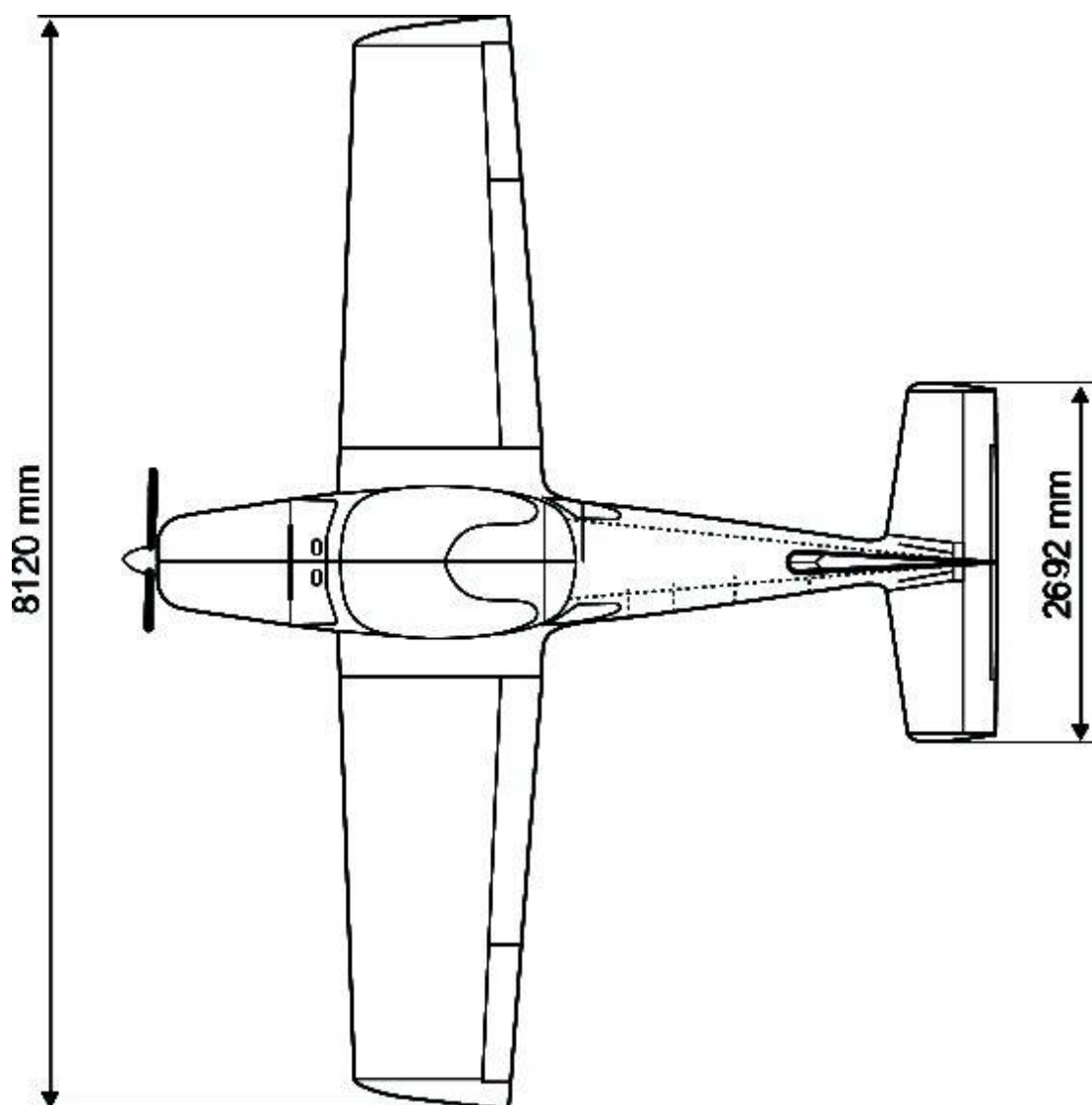
Typ Roko NG je dvousedadlový dolnoplošník s předovým podvozkem, s motorem Rotax 912S. Využívá se hlavně pro rekreační létání, vyhlídkové lety nebo pro pilotní výcvik. Mezi jeho výhody patří dobré letové vlastnosti, moderní vybavení, pohodlná kabina a praktické rozměry.



Obr. 8 Pohled z boku



Obr. 9 Pohled zepředu



Obr. 10 Půdorys

2.1 Srovnání s podobnými typy

Ultralehkých letounů s obdobným konstrukčním uspořádáním je pro jeho výhody mnoho, bude zde tak vyzdvihnuto jen pár nejrozšířenějších typů.

2.1.1 Eurostar EV-97

Tento dvousedadlový, celokovový letoun od firmy Evektor s pevným tříkolovým (příd'ovým) podvozkem patří k nejrozšířenějším v ČR, zejména v oblasti pilotního výcviku. S rozpětím 8,1 m, délkou 5,98 m a výškou 2,34 m je jednoznačně srovnatelný s typem Roko NG. Jeho výhodami jsou stabilita řízení (vhodné pro začínající piloty ve výcviku), ekonomika provozu, praktická cestovní rychlost a přijatelná pádová rychlost. Letoun se chová zpravidla očekávaným způsobem, praktické je zejména včasné pocitové varování před pádem (důležité opět pro výcvik). [9]



Obr. 11 Eurostar EV-97 [9]

2.1.2 Alto 912TG

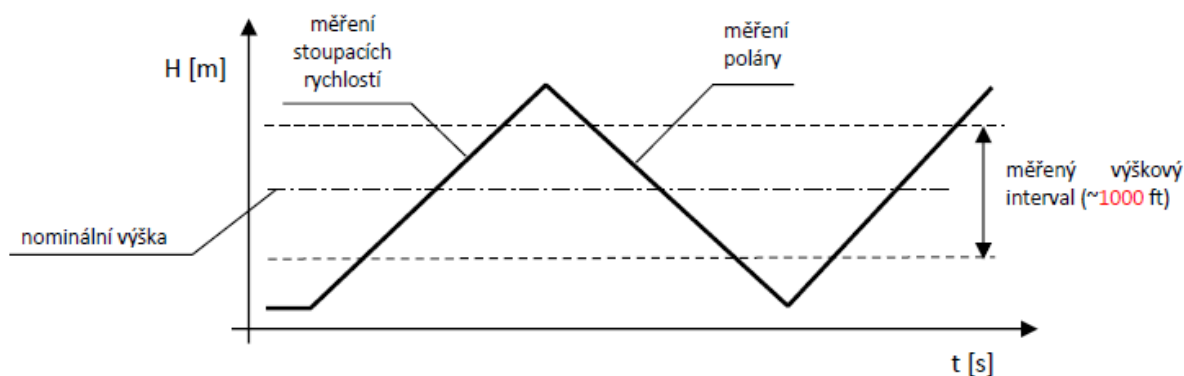
Tento letoun je dvousedadlový celokovový dolnoplošník s předovým podvozkem. Je vhodný i pro stavbu v amatérských podmínkách a se svými nízkými náklady na údržbu a provoz, odpovídajícím výkonem a snadným a příjemným řízením se řadí také mezi velmi rozšířené ultralehké letouny v ČR. Rozpětí 8,2 m, délka 6,15 m a výška 2,25 m z něj činí konkurenta odpovídajícího typu Roko NG. [10]



Obr. 12 Alto 912TG [10]

3 Měření

Metodika měření vyplývá z literatury, podle které se řídí postup, výpočty i interpretace výsledků. Měření poláry letadla proběhlo létáním tzv. pilových letů. Metodika pilových letů spočívá v létání okolo zvolené nominální výšky v intervalu obvykle 1000 ft. Měří se doba průletu tohoto výškového intervalu na různých rychlostech letu, stanovených podle minimální, optimální a maximální rychlosti a omezení daného letadla. Cílem této metody je stanovení stoupacích rychlostí nebo poláry letounu. V prvním případě se měří doba, za kterou letadlo nastoupá danou výšku určenou rychlostí, v druhém případě se měří doba, za kterou naopak letadlo danou výšku na určené rychlosti vyklesá klouzavým letem. Počet rychlostí, na kterých se měření provádí poté odpovídá počtu bodů v grafu, tedy čím větší množství rychlostí, tím přesnější je graf. Obvykle se rychlosti stanoví s rozdílem 10 km/h a měří se jich 6-8. Pro případ stanovení poláry je důležitý režim klesání. Klesání musí probíhat za stále stejné rychlosti letu ve stejném kurzu s motorem na volnoběh a s vrtulí v praporové poloze (pokud je letoun vybaven stavitelnou vrtulí). Ideálními podmínkami je bezvětří a co nejmenší termická aktivita (co nejstabilnější ovzduší), proto se měření obvykle provádí v brzkých ranních nebo naopak večerních hodinách. V případě přijatelně slabého větru se lety provádí v kurzu kolmo ke směru větru, pro zachování co nejrelevantnějších informací. Posádku vždy tvoří pilot, jehož úkolem je zvládnutí této technicky náročné pilotáže, a technik, který za pomoci stopky, palubních přístrojů a případně diktafonu zapisuje zjištěné hodnoty do připraveného protokolu. Vhodné je dále použití GPS záznamníku letu (loggeru), který uchovává informace o poloze, rychlosti, výšce letu a další, v daném časovém intervalu (běžně po 1–3 s), nebo jiného záznamového zařízení. Z takto získaných dat je pak možné sestavit tabulku (a graf), spočítat základní informace o průběhu chování celého letadla a nakonec i jeho poláru. [11]



Obr. 13 Schéma pilových letů [12]

3.1 Postup

Před samotným měřením je důležité si ujasnit, co by mělo být výstupem a které informace je potřeba zaznamenat před vzletem. Podle toho je vhodné připravit si protokol pro zaznamenání základních informací (datum, čas, technické specifikace letadla), meteorologické situace v místě měření a důležitých informací o letu (rychlost, čas). Pilot musí být seznámený s metodikou měření před vzletem a technik připravený na rychlé a efektivní zapisování. Vhodné je pro pohodlnost a jednoduchost použití plachtařského nákolníku, který je zpravidla vybavený popruhem, tvrdou deskou, klipsem na papír a místem pro pero. Po vzletu a nastoupání do nominální výšky pilot určí kurz, ve kterém bude měření probíhat, a technik zaznamená teplotu okolního vzduchu. Poté pilot nastoupá cca 100–200 ft nad horní hranici výškového intervalu a ustálí klouzavý let ve vhodném kurzu na dané rychlosti. Při průletu horní hranicí oznámí tuto skutečnost technikovi a ten začne zaznamenávat čas a během klesání zaznamená i rychlost

indikovanou palubním rychloměrem. Při dosažení spodní hranice technik zastaví stopky a zaznamená si časový údaj do protokolu, zatímco pilot se věnuje ustálení letu a postupnému přechodu do režimu stoupání. Poté se postup opakuje s rychlostí letu během klesání o 10 km/h vyšší. Po změření všech rychlostí technik posoudí úplnost zaznamenaných informací a případně určí doplnění některého měření. Nakonec zbývá zaznamenat čas konce měření a přistání.

Naměřená data se poté uspořádají do tabulky a podílem výškového intervalu a času se určí rychlosti klesání. Tyto je vhodné pro přehlednost zaneš do grafu a vzniklé body proložit křivkou. Dále se podle metodiky uvedené v literatuře spočítají potřebné údaje, které vedou ke zjištění součinitele vztahu c_L a součinitele odporu c_D , a tím ke stanovení celé poláry. I tady platí, že počet rychlostí, na kterých se měření provádělo, odpovídá počtu bodů v grafu. [11]

3.2 Vlastní měření a výpočty

Pro účely této práce probíhalo měření na letadle Roko NG za následujících podmínek:

Tlak QNH [hPa]	1010,7
Rychlost větru [m/s]	3
Směr větru [°]	150
Teplota [°C]	16,6
Oblačnost	2/8
Čas vzletu [SELČ]	19:15
Čas přistání [SELČ]	19:49
Vzletová hmotnost [kg]	447

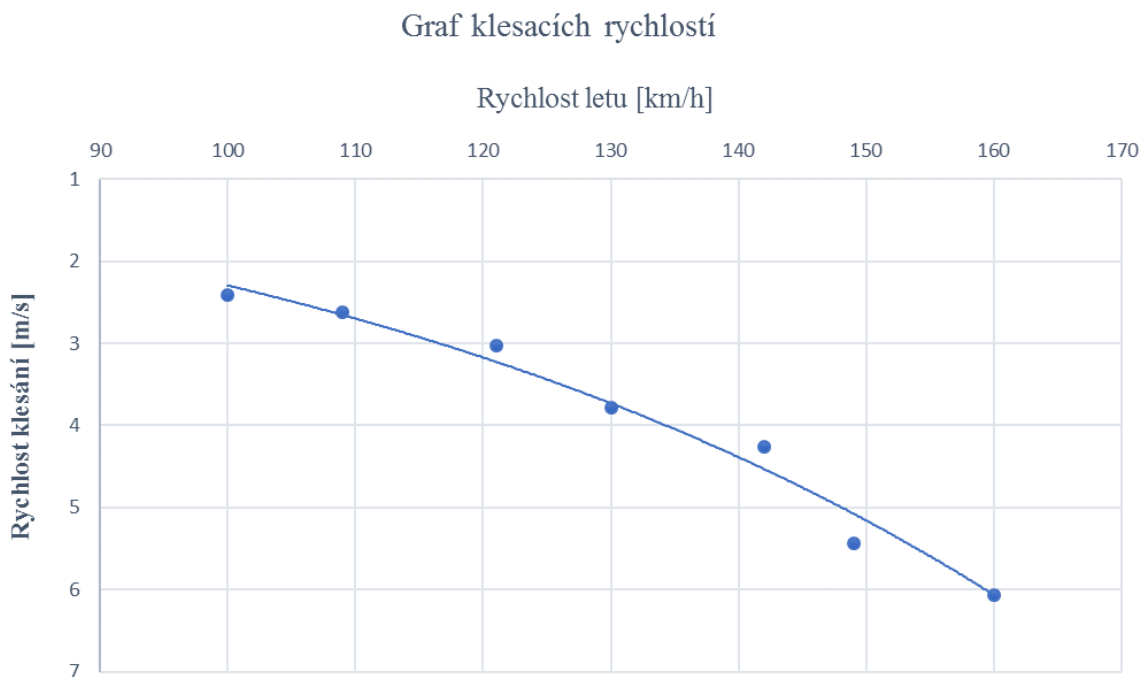
Pro jednoduchost výpočtu a účel této práce proběhlo měření pouze za letové konfigurace (vztlakové klapky na 0°). Naměřené údaje jsou zobrazeny v následující tabulce:

Tab. 1 Klesací rychlosti

$V_{plán}$ [km/h]	V_{skut} [km/h]	$vario$ [m/s]	Δt [m:s:ss]	V_{kles} [m/s]	Δt [s]
100	100	-2,8	2:06:50	2,409486166	126,5
110	109	-3,1	1:56:46	2,617207625	116,46
120	121	-3,7	1:40:50	3,032835821	100,5
130	130	-4,2	1:20:49	3,786805814	80,49
140	142	-4,7	1:11:45	4,265920224	71,45
150	149	-6,6	0:56:00	5,442857143	56
160	160	-7	0:50:25	6,065671642	50,25

kde: $v_{plán}$ – plánovaná rychlost letu [km/h],
 v_{skut} – indikovaná rychlost letu [km/h],
 $vario$ – údaj o klesací rychlosti z palubního variometru [m/s],
 Δt – čas vyklesání stanoveného výškového intervalu [m:s:ss], [s],
 v_{kles} – vypočtená rychlost klesání [m/s].

Vypočtené rychlosti klesání byly pro lepší přehlednost zaneseny do následujícího grafu v závislosti na rychlosti letu.



Obr. 14 Klesací rychlosti

Dále podle metodiky byl spočten náporový tlak a tlak vzduchu v nominální výšce letu: [11]

$$q_c = p_0[(1 + 0,133334 \cdot 10^{-6} \cdot V^2)^{3,5} - 1] = 36,28 \text{ Pa} \quad (3.1)$$

$$p_H = p_0 \left[1 - \frac{h}{44308} \right]^{5,2553} = 92496,18 \text{ Pa} \quad (3.2)$$

kde: q_c – náporový tlak [Pa],
 p_0 – tlak vzduchu v 0 [m] MSA [Pa],
 V – rychlost letu obecně [m/s],
 p_H – tlak vzduchu v nominální výšce letu [Pa],
 h – výška letu obecně [m].

Ze získaných veličin bylo poté určeno Machovo číslo letu:

$$M = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \left[\left(\frac{q_c}{p_H} + 1 \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right]} = 0,02367 \quad (3.3)$$

kde: M – Machovo číslo letu,
 κ – koeficient adiabatické atmosféry, $\kappa = 1,4$.

Dále byla určena absolutní teplota vzduchu statická:

$$T_F = \frac{T_H}{1 + 0,2 \cdot M^2} = 285,73 \text{ K} \quad (3.4)$$

kde: T_F – absolutní teplota vzduchu statická [K],
 T_H – teplota vzduchu náporová (měřená) [K].

Poté následoval výpočet faktické rychlosti klesání:

$$V_{ZF} = \frac{H_{p1} - H_{p2}}{\tau_2 - \tau_1} \cdot \frac{T_F}{T_{ST}} = 2,4059 \text{ ms}^{-1} \quad (3.5)$$

kde: V_{ZF} – faktická rychlost klesání [m/s],
 H_{p1} – výška letu na začátku měření [m],
 H_{p2} – výška letu na konci měření [m],
 τ_1 – čas začátku měření [s],
 τ_2 – čas konce měření [s],
 T_{ST} – absolutní teplota vzduchu v tlakové výšce dle MSA [K].

Z této rychlosti pak lze vyjádřit úhel klouzání:

$$\arcsin \gamma = \frac{V_{ZF}}{v_{skut}} = 0,02188 \quad (3.6)$$

$$\gamma = \arcsin^{-1}(0,02188) = \sin(0,02188) = 0,02187 \text{ rad} \quad (3.7)$$

kde: γ – sklon dráhy letu, klouzání [rad].

Ze vzorce uvedeného v metodice lze vyjádřit součinitele vzlaku a odporu: [11]

$$mgsin\gamma = c_D \frac{\rho}{2} S V^2 \quad (3.8)$$

$$c_D = \frac{mgsin\gamma}{\frac{\rho}{2} S V^2} = 0,022671 \quad (3.9)$$

$$mgcos\gamma = c_L \frac{\rho}{2} S V^2 \quad (3.10)$$

$$c_L = \frac{mgcos\gamma}{\frac{\rho}{2} S V^2} = 0,9421971 \quad (3.11)$$

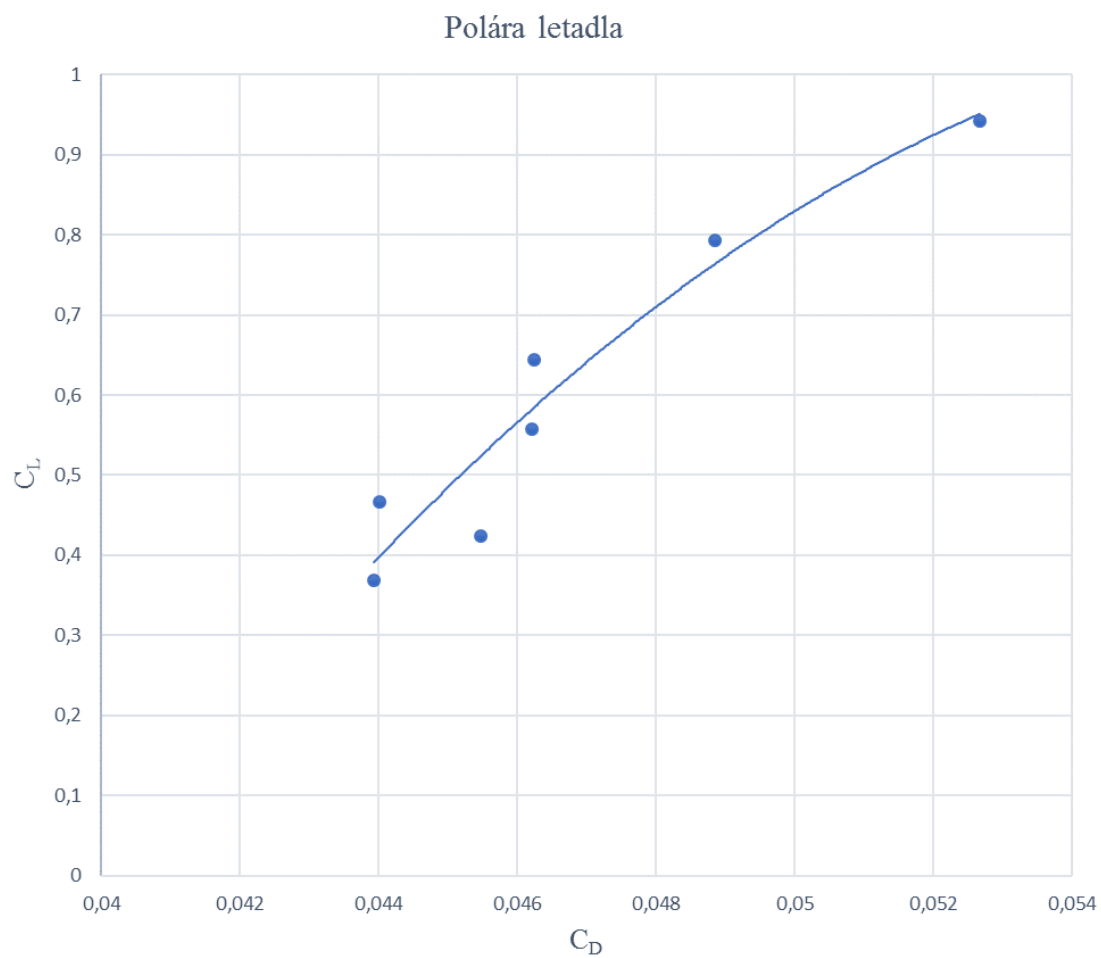
kde: m – vzletová hmotnost letadla [kg], $m = 447 \text{ kg}$,
 g – gravitační konstanta [m/s^2], $g = 9,81 \text{ m/s}^2$,
 ρ – hustota vzduchu [kg/m^3], $\rho = 1,2256 \text{ kg/m}^3$ pro teplotu vzduchu 15°C ,
 S – plocha křídla [m^2], $S = 9,84 \text{ m}^2$,
 c_D – součinitel odporu,
 c_L – součinitel vzlaku.

Tímto postupem byly určeny součinitele odporu a vzlaku pro další měřené rychlosti.

Tab. 2 Součinitele vzlaku a odporu

V_{skut} [km/h]	VZF [m/s]	$\arcsin \gamma$	c_D	c_L	γ [rad]	V_{skut} [m/s]
100	2,405949615	0,0240595	0,05267099	0,942197595	0,024057	27,77778
109	2,613366188	0,02375787	0,04884259	0,793034583	0,023756	30,27778
121	3,028384341	0,02523654	0,04624181	0,643514969	0,025234	33,61111
130	3,781247686	0,02908652	0,04621624	0,557438918	0,029082	36,11111
142	4,25965887	0,0299976	0,04401675	0,467192235	0,029993	39,44444
149	5,434868326	0,03647563	0,04547766	0,424234805	0,036468	41,38889
160	6,056768681	0,0378548	0,04392969	0,367888843	0,037846	44,44444

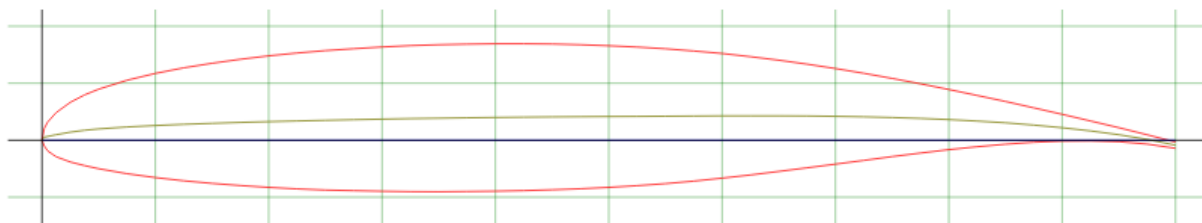
Z vypočtených hodnot byla sestrojena polára letounu (obr. 15).



Obr. 15 Skutečná polára stávajícího letadla

4 Modifikace křídla

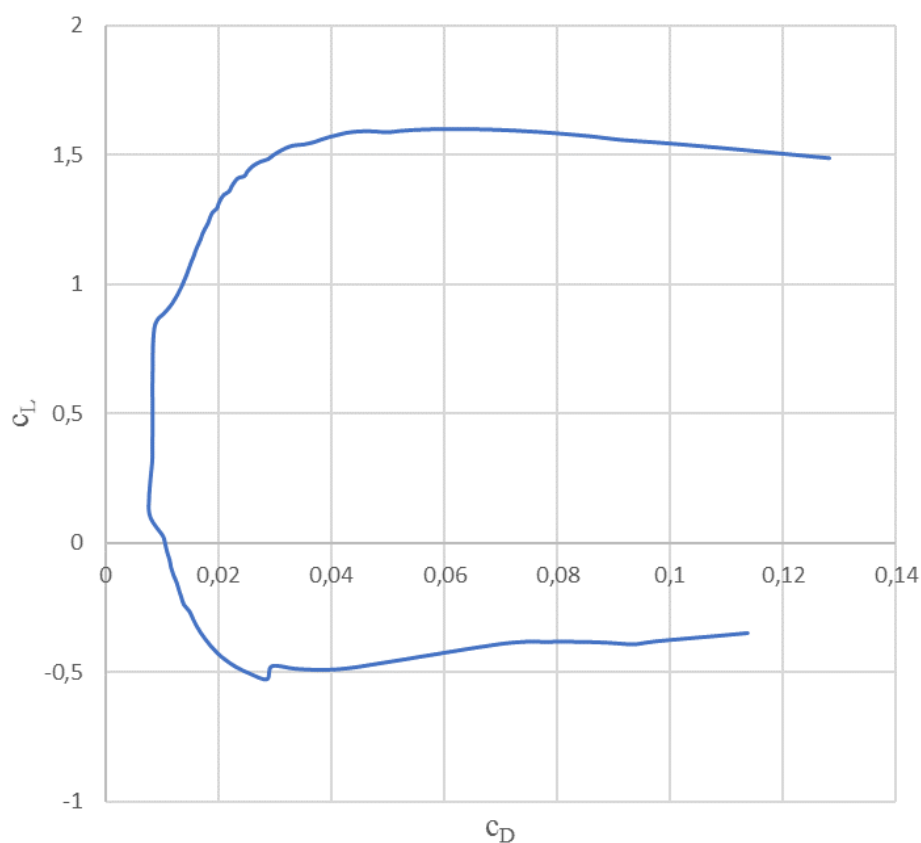
Po uvážení stávající poláry, možnostech výroby a konstrukčního řešení je nevhodnější modifikací křídla změna profilu. Byl vybrán profil LS-413, který se hojně používá na ultralehkých letounech s obdobnou konstrukcí.



Obr. 16 Profil LS-413 [13]

Po vypočtení orientačního Reynoldsova čísla podle kalkulátoru v katalogu profilů [13] je možné vykreslení aerodynamické poláry tohoto profilu.

Polára profilu LS 413



Obr. 17 Polára vybraného profilu [13]

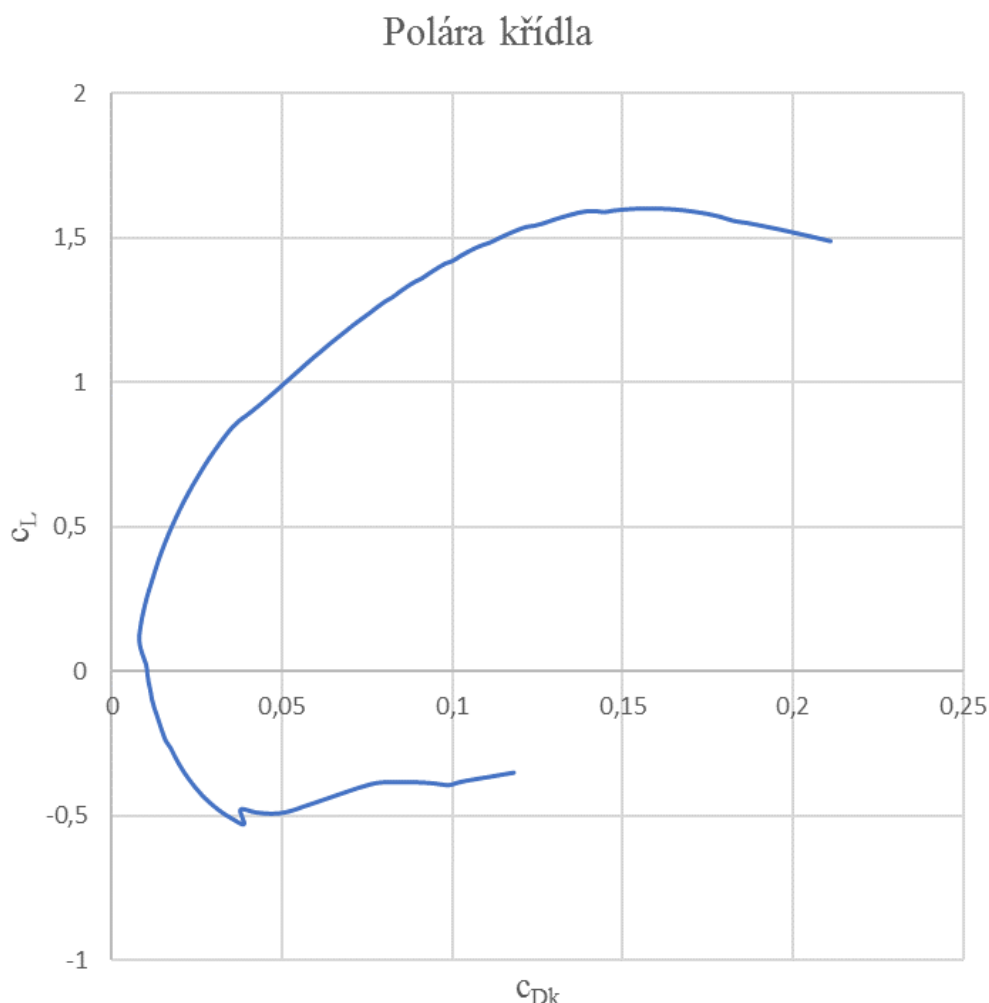
Polára křídla byla stanovena přičtením součinitele indukovaného odporu k profilovému odporu: [14]

$$c_{Di} = \frac{c_L^2}{\pi \cdot \lambda} \quad (4.1)$$

$$c_{Dk} = c_{Di} + c_D \quad (4.2)$$

kde: c_{Di} – součinitel indukovaného odporu,
 λ – štíhlost křídla ,
 c_{Dk} – součinitel odporu křídla.

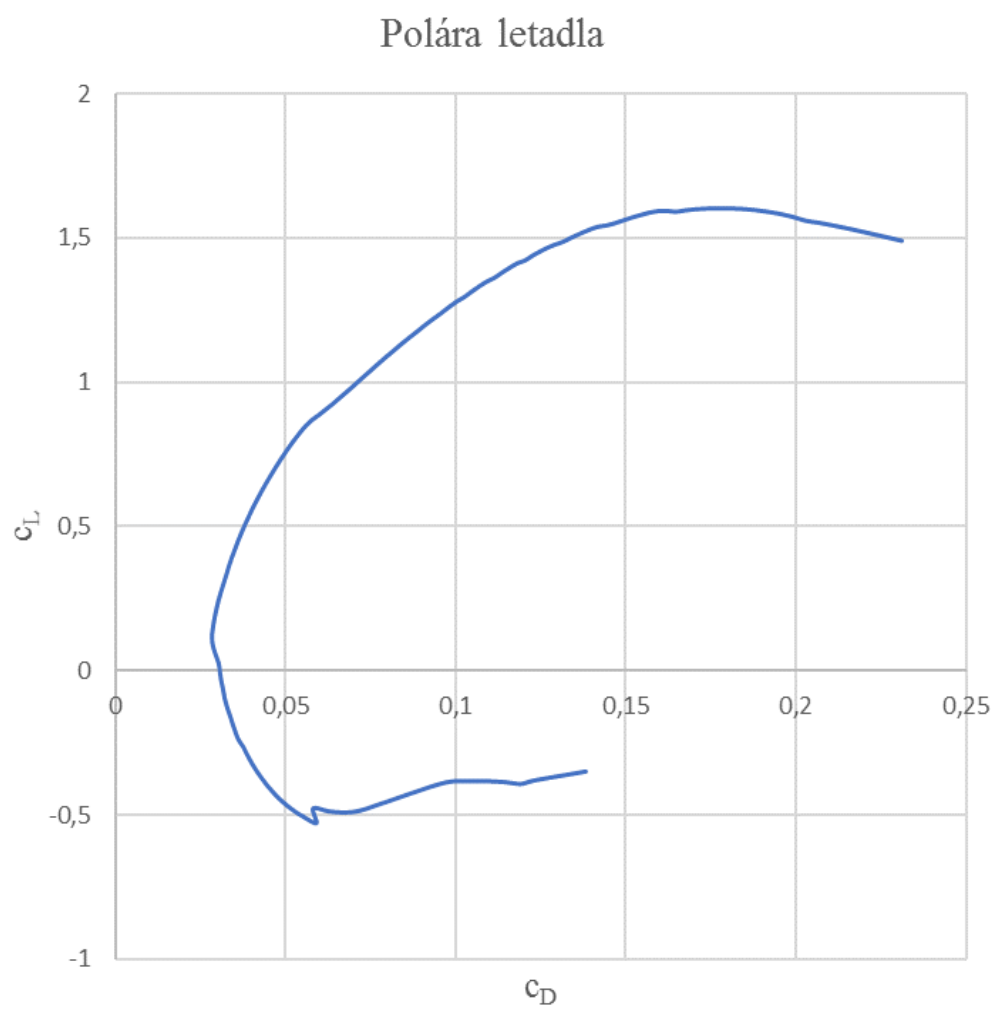
Zobrazením závislosti součinitele vztlaku na součiniteli odporu křídla v grafu je získána polára křídla.



Obr. 18 Polára modifikovaného křídla

Pro zjednodušené stanovení poláry celého letadla je nutné přičíst škodlivý odpor, vzniklý působením ostatních součástí letadla (trup, vrtule, podvozek, VOP, SOP, atd.). Ten posune celý graf na vodorovné ose (ose součinitele odporu) doprava. Hodnoty součinitele škodlivého odporu jsou nejmenší u závodních větroňů, kde je zachování minimálního odporu klíčové, a pohybuje se kolem hodnoty $c_D = 0,0075$. Součinitel nabývá větších hodnot v případě motorových letadel určených k praktickým účelům (práškovací letadla, apod.), kde zpravidla $c_D = 0,035$. Škodlivý odpor je nejvíce patrný při létání na vyšších rychlostech, kde jeho hodnota může být srovnatelná (nebo i vyšší) s odporem samotného křídla. [15]

Pro účely této práce byl určen součinitel škodlivého odporu vhodnou aproximací známých součinitelů škodlivých odporů u srovnatelných typů, tedy $c_D = 0,022$. Po sečtení součinitele škodlivého odporu se součinitelem odporu křídla a následném vykreslení do grafu spolu se součinitelem vztlaku je obdržena nová polára letadla s modifikovaným křídlem.



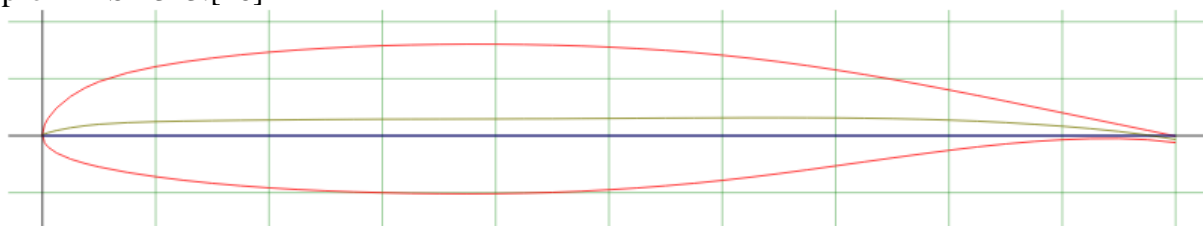
Obr. 19 Polára letadla s modifikovaným křídlem

5 Porovnání polár

Cílem této modifikace křídla je co nejvíce snížit hodnoty součinitele odporu, a naopak zvýšit hodnoty součinitele vztlaku.

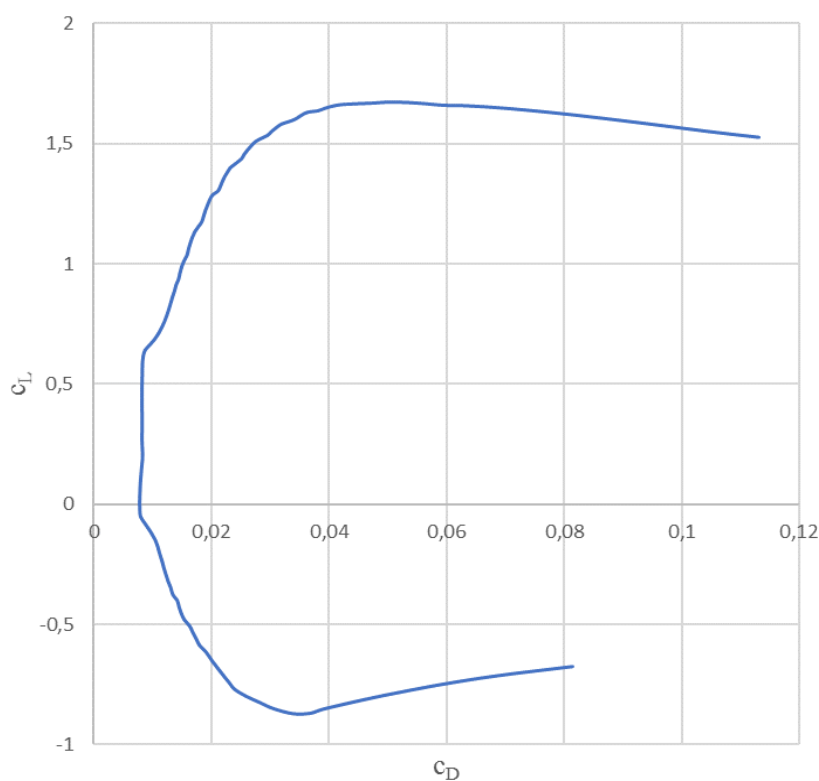
5.1 Analytické určení poláry stávajícího letadla

Pro lepší porovnání a vyhodnocení výsledků je vhodné analyticky stanovit poláru nynějšího letadla a porovnat nejprve se skutečnou polárou. Předpokládá se odchylka vlivem nepřesnosti měření a specifikací konkrétního letadla. Analytická polára stávajícího letadla se určí obdobným způsobem jako v případě letadla s modifikovaným křídlem. V současnosti je použit profil MS1-313.[16]

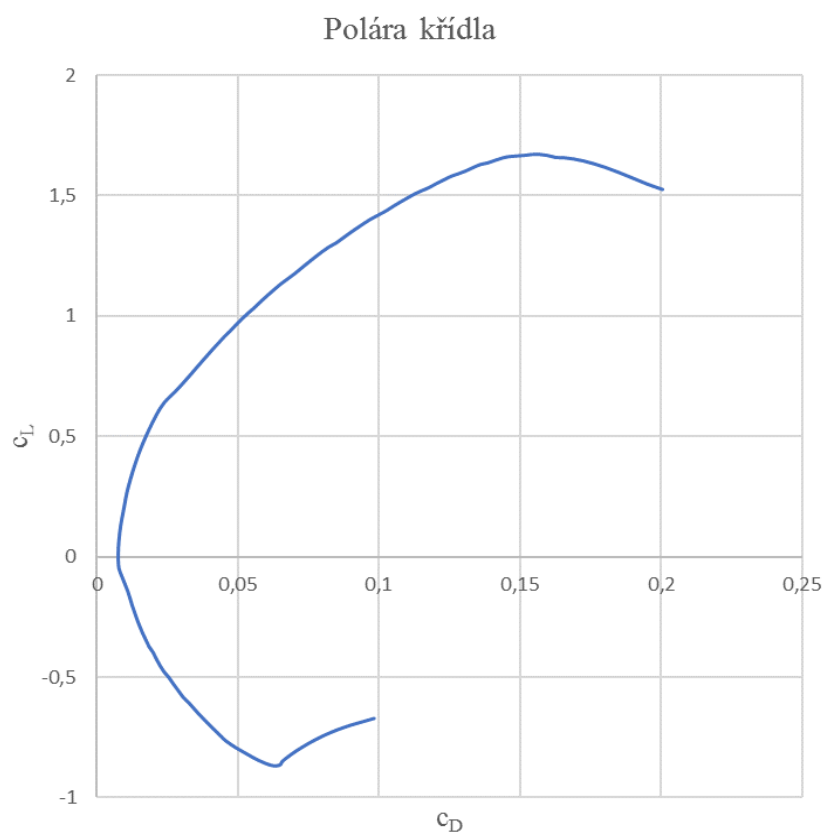


Obr. 20 Profil MS1-313 [16]

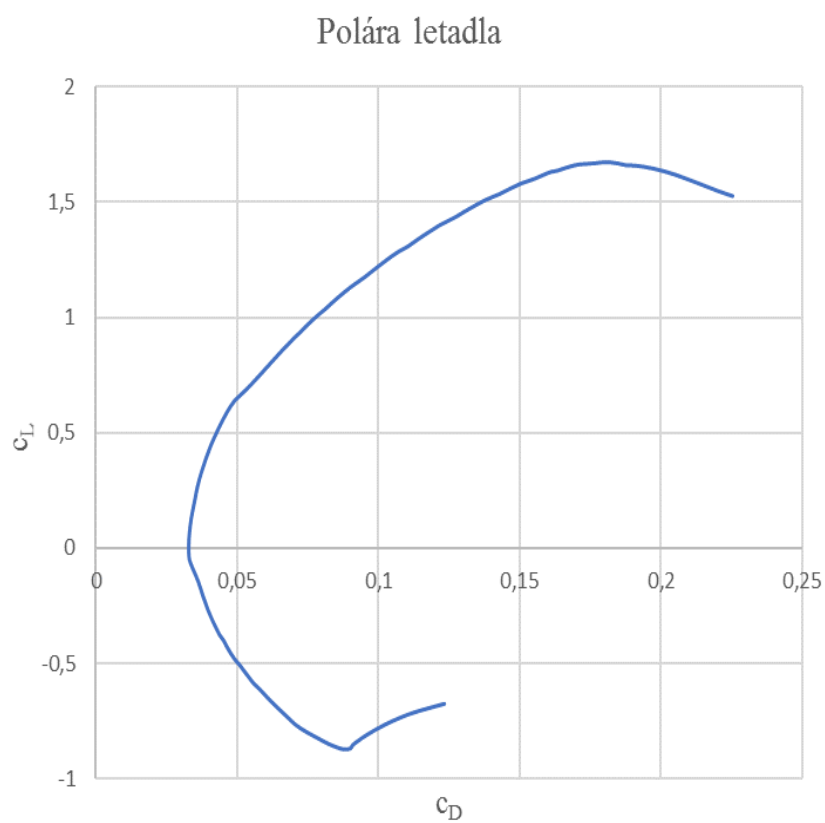
Polára profilu



Obr. 21 Polára profilu MS1-313 [16]



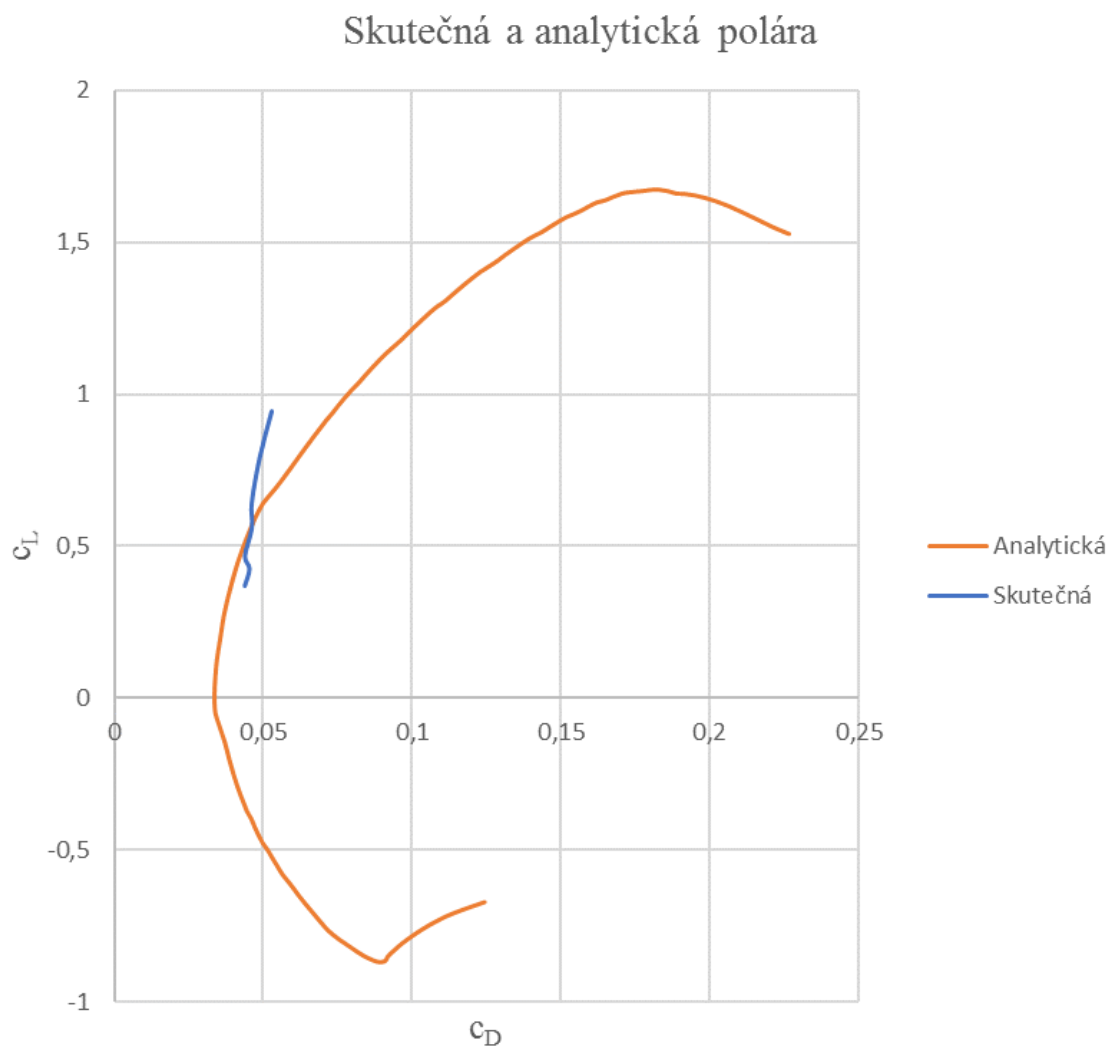
Obr. 22 Polára stávajícího křídla



Obr. 23 Analytická polára stávajícího letadla

5.2 Porovnání skutečné poláry a analytickou

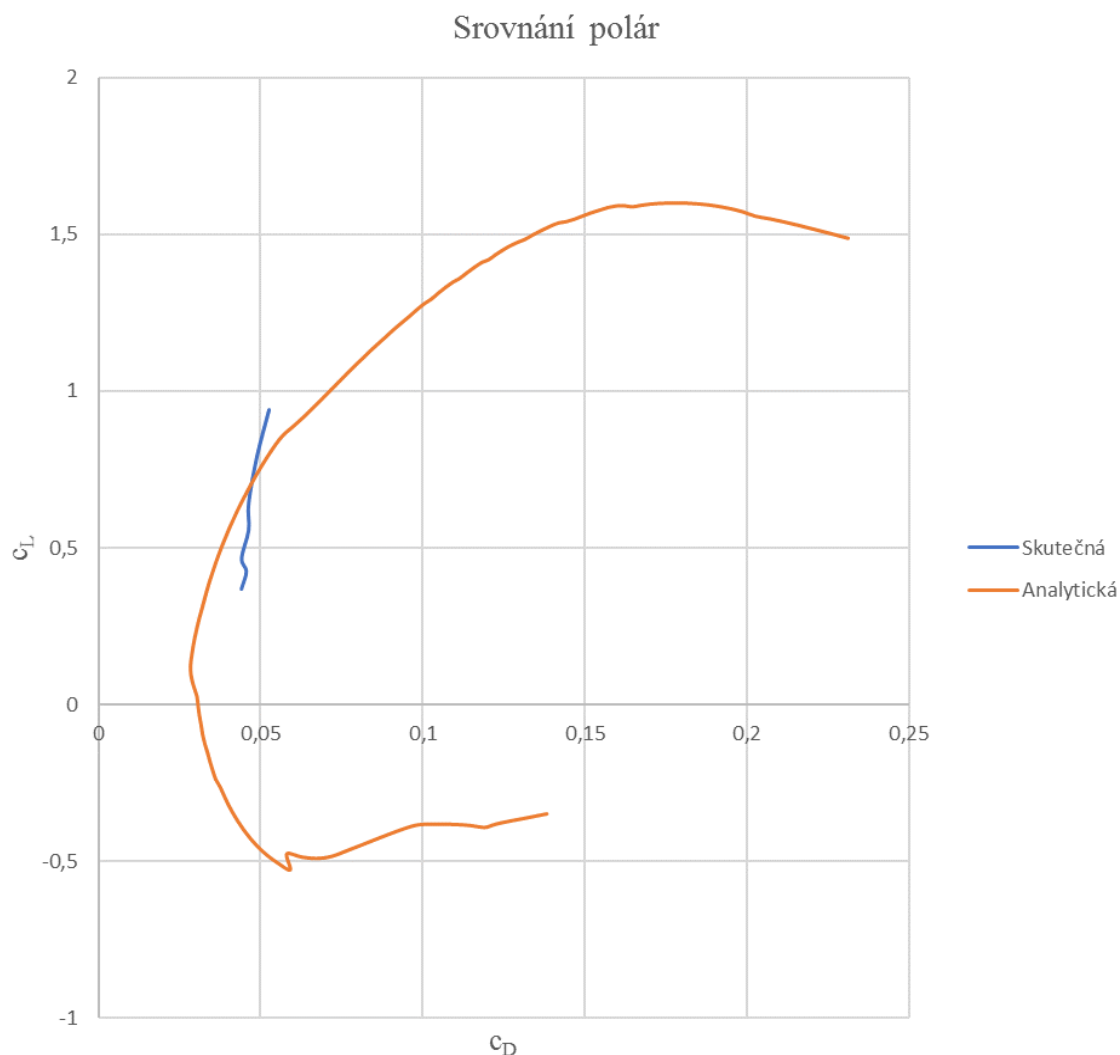
Srovnání je nejlépe patrné z obrázku 24, kde lze vidět část skutečné poláry a její odchylku od analyticky určené poláry. Rozdílná strmost může být způsobena nepřesností měření při nižších rychlostech, změnou síly nebo směru větru v průběhu měření nebo jinými faktory (meteorologická situace, lidská chyba atd.).



Obr. 24 Srovnání skutečné a analyticky stanovené poláry

5.2 Porovnání skutečné poláry a poláry letadla s modifikovaným křídlem

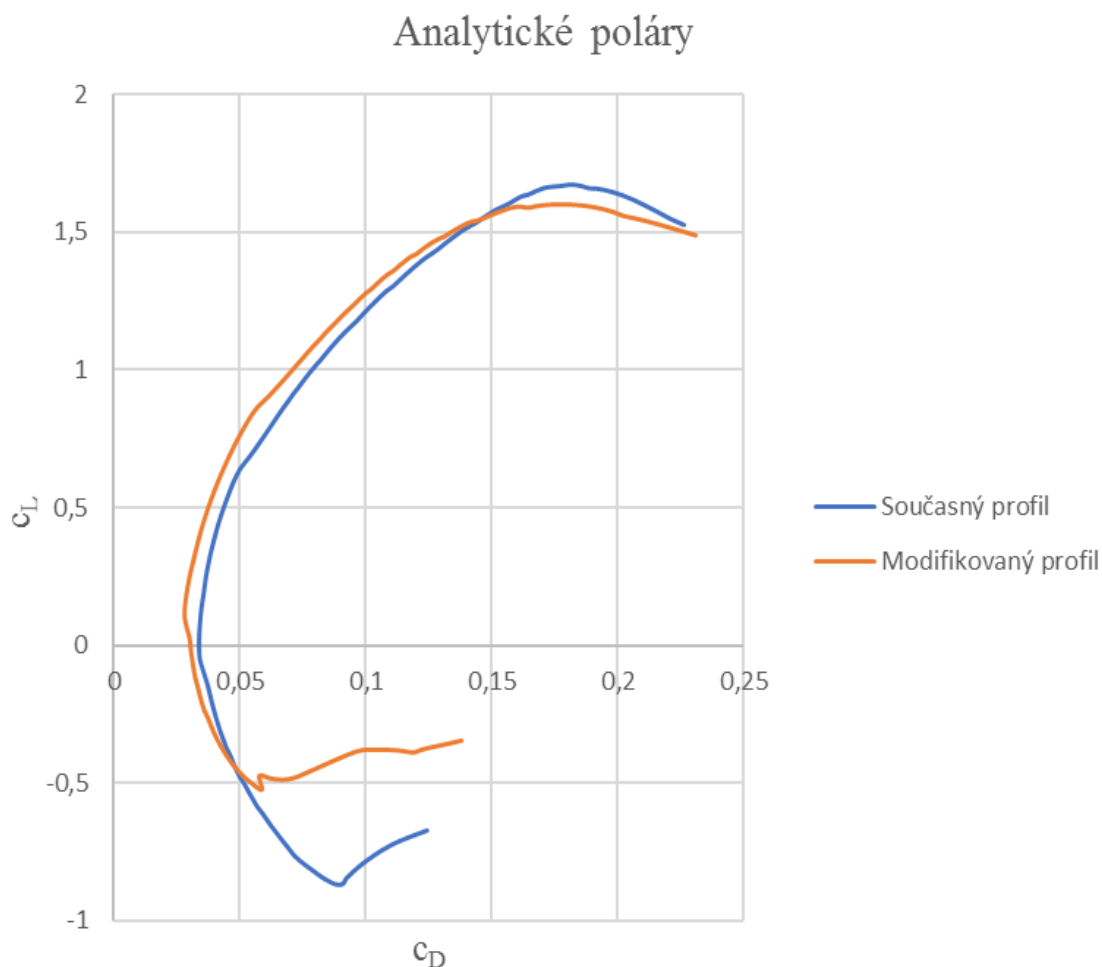
Nyní je na místě srovnání a zhodnocení daných modifikací a jejich vlivu na poláru letadla. Jejich srovnání bude nejlépe patrné na obrázku 25. Měření proběhlo pouze v provozních režimech (chybí oblast pádu, střemhlavého letu a letu na zádech), tudíž je možné vykreslit jen část poláry stávajícího letadla a není možné srovnání v celém rozsahu. Avšak i z tohoto kousku lze vidět snížení součinitele odporu v oblasti vyšších rychlostí, což je pro účely tohoto letounu příznivé.



Obr. 25 Srovnání polár stávajícího a modifikovaného letadla

5.3 Porovnání analyticky stanovených polár stávajícího letadla a letadla s modifikovaným křídlem

Na obrázku 26 lze vidět rozdíl v hodnotách současné poláry a poláry letadla s modifikovaným křídlem. U letadla s modifikovaným křídlem se v oblasti vyšších rychlostí snížil součinitel odporu. Změna se může zdát nepatrná, avšak v provozu žádoucí. V oblasti letu na zádech došlo ke znatelnému zvýšení součinitele vztlaku, což však nemá pro účely tohoto letounu velký význam. Při nižších rychlostech součinitel vztlaku pro modifikované křídlo naopak klesnul, což je z hlediska bezpečnosti letu nežádoucí.



Obr. 26 Srovnání analyticky stanovených polár

6 Základní letové výkony

Z nově stanovené poláry modifikovaného křídla je možné spočítat základní letové výkony letadla.

6.1 Úhel klouzání

Jedním z těchto výkonů je například úhel klouzání γ , pro něhož platí vztah:[17]

$$\gamma = \arctan \frac{c_D}{c_L} \quad (6.1)$$

Jeho průběh je patrný z následujícího grafu.



Obr. 27 Úhel klouzání v závislosti na součiniteli vztlaku

Z průběhu úhlu klesání vyplývá, že jeho hodnota je nejmenší pro součinitel vztlaku $c_L = 0,8189$.

6.2 Klouzavost

Mezi další letové výkony určitelné z poláry patří klouzavost. Ta nám poměrově udává, jakou vzdálenost je letadlo schopné uletět bez pohonné jednotky. Tato charakteristika je důležitá pro krizové situace během letu, např. při vysazení motoru. Klouzavost se spočítá pomocí vztahu:[17]

$$k = \frac{c_L}{c_D} \quad (6.2)$$

kde: k – klouzavost.



Obr. 28 Klouzavost v závislosti na rychlosti letu

Z grafu závislosti na rychlosti je patrná nejvyšší klouzavost pro rychlost $v = 123$ km/h.

6.3 Rychlostní omezení

Důležitými vlastnostmi letadla jsou jeho rychlostní informace, nejčastěji pádová, cestovní a maximální rychlost. Ty se spočítají pomocí následujících vzorců:[15]

$$v_p = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_{Lmax} \cdot \rho \cdot S}} = 21,3 \text{ ms}^{-1} = 76,7 \text{ kmh}^{-1} \quad (6.3)$$

kde: v_p – pádová rychlost [m/s],[km/h],

c_{Lmax} – maximální hodnota součinitele vztaku,

$$v_{cmin} > 2,4 \cdot \sqrt{\frac{m \cdot g}{S}} = 50,6 \text{ ms}^{-1} = 182,4 \text{ kmh}^{-1} \quad (6.4)$$

kde: v_{cmin} – minimální cestovní rychlost [m/s],[km/h],

$$v_{max} = 1,55 \cdot v_{cmin} = 282,7 \text{ kmh}^{-1} \quad (6.5)$$

kde: v_{max} – maximální rychlost [m/s],[km/h].

Hodnoty těchto rychlostí byly pro stávající letoun:

$$v_p = 84 \text{ kmh}^{-1}$$

$$v_{max} = 286 \text{ kmh}^{-1}$$

Srovnáním vypočtených a stávajících hodnot lze vidět relativně znatelné snížení pádové rychlosti, které je po vyhodnocení poláry letadla s modifikovaným křídlem mírně překvapivé. Odchylka však může být způsobena chybou v zaokrouhlování při výpočtu rychlostí nebo v analytickém stanovování poláry letadla s modifikovaným křídlem. Dále je vidět poměrně zanedbatelné snížení maximální rychlosti. Všechny rychlosti jsou za účelem této práce vypočteny v letové konfiguraci (vztlkové klapky na 0°).

7 Závěry

Tato bakalářská práce je zaměřena na stanovení a vylepšení aerodynamické poláry ultralehkého letadla Roko NG, vyráběného firmou Vespa4 sídlící v Pohořelicích.

První část práce obsahuje základní informace o aerodynamice a seznámení s danou problematikou. Vysvětluje se v ní důležitost znalosti aerodynamické poláry pomocí základních fyzikálních zákonů, a její praktické využití.

V další kapitole je podrobněji popsán konkrétní typ zkoušeného letadla a porovnání s dalšími podobnými typy dostupnými na našem trhu.

Třetí část obsahuje metodiku a postup měření, kterými je získána polára stávajícího letadla. Měření proběhlo za slabého větru, čímž může být výsledek ovlivněn. V tabulkách jsou uvedeny rychlosti a časy, získané při měření a nezbytné pro výpočet dílčích výsledků, zvláště pak součinitele vztlaku a odporu. Z těch je nadále vykreslena polára.

Podle této poláry je navržena modifikace křídla změnou profilu a vybrán profil LS 413. Z poláry dostupné k tomuto profilu byla určena polára křídla a následně letadla. Analogicky byl postup zopakován pro stanovení analytické poláry pro stávající profil MS1-313. Polára skutečná je pak porovnána s analytickou pro zjištění odchylky. Stejnou odchylku je pak možné předpokládat u poláry letadla s modifikovaným křídlem. Porovnáním analyticky stanovených polár (obr. 26) lze zhodnotit návrh modifikace jako vhodný pro lety na vyšších rychlostech. Z důvodu nežádoucího poklesu součinitele vztlaku u nízkých rychlostí bude návrh ještě diskutován.

Z poláry pro letadlo s modifikovaným křídlem bylo výpočty stanoveno několik základních letových výkonů pro porovnání se stávajícím letadlem, z nichž jsou důležité rychlostní omezení.

Vybraný profil se osvědčil v provozu na vyšších rychlostech, díky nižšímu součiniteli odporu. Chování letadla při nižších rychlostech je diskutabilní, a proto bude uskutečnění této modifikace a zařazení do výroby ještě zváženo.

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

1. BENEŠ, Ladislav. *Učebnice pilota*. 1. Cheb: Svět křídel, 1995, 292 s.
2. [Geometrické charakteristiky profilu]. In: *Kolmaln.info* [online]. 08.07.2007 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: http://www.kolmanl.info/index.php?show=m_geometrie
3. [Rozložení tlaku na profilu]. In: *Bezocasá letadla* [online]. c2008 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <https://samokridla.webnode.cz/zakladni-pojmy/>
4. [Bernoulliho princip]. In: *HTML+Středoškolská fyzika* [online]. 2019 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: http://kvinta-html.wz.cz/fyzika/mechanika/tekutiny/bernoulliho_rovnice.htm
5. Poměry při proudění trubicí o zužujícím se průřezu. In: *Žatecké UL info* [online]. c2002-2019 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <http://www.laazatec.cz/clanek448.html>
6. [Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu]. In: *Aeroweb* [online]. c2005-2019 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <https://www.aeroweb.cz/clanky/1537-vyvrtky-a-vytrtky>
7. FLORIAN, Josef. *Aerodynamické charakteristiky letounu I*. Brno: VA, 1982. ASK., 96 s.
8. [Schematická polára]. In: *Akademie letectví* [online]. 2009 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2009/04/polara.php>
9. EV 97 Eurostar. *Aeroweb* [online]. c2005-2019 [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: https://www.aeroweb.cz/letadla/ultralight/ev-97-eurostar?fbclid=IwAR1KcWcLF1VvzLRGoduAoboVIFzAUbBqhRfBOhre_fsxkI6yUI54sOAzbnS
10. Alto. *Directfly* [online]. c2017 [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: http://directfly.cz/?page_id=571
11. JOSEFIK, Miroslav. *Metodiky měření letových výkonů*. 1. Brno, 2000, 77 s.
12. DANĚK, Vladimír. *Metodika měření stoupacích rychlostí a letové poláry letounu VUT 061 TURBO*. Brno: Letecký ústav, 2013, 11 s. LU47-2013-MTP.MT.
13. NASA/LANGLEY LS(1)-0413 (GA(W)-2) AIRFOIL (ls413-il). *Airfoil Tools* [online]. c2019 [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=ls413-il>
14. Polára křídla. *Akademie letectví* [online]. 2009 [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: <http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2009/03/polara.php>
15. ROSKAM, Jan a Chuan-tau Edward LAN. *Airplane Aerodynamics and Performance*. Kansas: DARcorporation, 1997, 711 s. ISBN 18-848-8544-6.
16. NASA/LANGLEY MS(1)-0313 AIRFOIL (ms313-il). *Airfoil Tools* [online]. c2019 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=ms313-il>
17. DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu I: Letové výkony*. CERM, 2010, 294 s.
18. CITACE PRO. *Generátor citací* [online]. 2013 [cit. 2019-05-21]. Dostupné z: <http://citace.lib.vutbr.cz/info>

SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK

Označení	Legenda	Jednotka
c_D	Součinitel odporu	[1]
c_{Di}	Součinitel indukovaného odporu	[1]
c_L	Součinitel vztlaku	[1]
c_{Lmax}	Maximální součinitel vztlaku	[1]
g	Gravitační konstanta	$[ms^{-2}]$
H_{p1}	Výška letu na začátku měření	[m]
H_{p2}	Výška letu na konci měření	[m]
k	klouzavost	[1]
m	Hmotnost letadla	[kg]
M	Machovo číslo letu	[1]
p	Statický tlak	[Pa]
p_0	Tlak vzduchu v 0 [m] MSA	[Pa]
p_H	Tlak vzduchu v nominální výšce letu	[Pa]
P_{celk}	Celkový tlak	[Pa]
q	Dynamický tlak	[Pa]
q_C	Náporový tlak vzduchu	[Pa]
Re	Reynoldsovo číslo	[1]
S	Plocha křídla	$[m^2]$
T_F	Absolutní teplota vzduchu statická (faktická)	[K]
T_{ST}	Absolutní teplota vzduchu v tlakové výšce dle MSA	[K]
v_c	Cestovní rychlost	$[kmh^{-1}]$
v_{max}	Maximální rychlost	$[kmh^{-1}]$
v_p	Pádová rychlost	$[kmh^{-1}]$
V	Rychlost letu – obecně	$[ms^{-1}]$
V_{Z_F}	Rychlost klesání faktická	$[ms^{-1}]$
γ	Sklon dráhy letu, klouzání	[rad]
κ	Koeficient adiabatické atmosféry, $\kappa = 1,4$	[1]
ρ	Hustota vzduchu	$[kgm^{-3}]$
τ_1	Čas začátku měření	[s]
τ_2	Čas konce měření	[s]
ν	Kinematická viskozita	$[m^2s^{-1}]$
λ	Štíhlost křídla	[MPa]

SEZNAM OBRÁZKŮ

Obr. 1 Geometrické charakteristiky profilu	2
Obr. 2 Rozložení tlaku na profilu	3
Obr. 3 Bernoulliho princip	4
Obr. 4 Rovnice kontinuity	5
Obr. 5 Laminární a turbulentní proudění na profilu	6
Obr. 6 Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu	6
Obr. 7 Schematická polára	7
Obr. 8 Pohled z boku.....	8
Obr. 9 Pohled zepředu.....	8
Obr. 10 Půdorys	9
Obr. 11 Eurostar EV-97	10
Obr. 12 Alto 912TG	10
Obr. 13 Schéma pilových letů	11
Obr. 14 Klesací rychlosti.....	13
Obr. 15 Skutečná polára stávajícího letadla	15
Obr. 16 Profil LS-413	16
Obr. 17 Polára vybraného profilu	16
Obr. 18 Polára modifikovaného křídla.....	17
Obr. 19 Polára letadla s modifikovaným křídlem.....	18
Obr. 20 Profil MS1-113	19
Obr. 21 Polára profilu MS1-113.....	19
Obr. 22 Polára stávajícího křídla	20
Obr. 23 Analytická polára stávajícího letadla	20
Obr. 24 Srovnání skutečné a analyticky stanovené poláry.....	21
Obr. 25 Srovnání polár stávajícího a modifikovaného letadla	22
Obr. 26 Srovnání analyticky stanovených polár.....	23
Obr. 27 Úhel klouzání v závislosti na součiniteli vztlaku.....	24
Obr. 28 Klouzavost v závislosti na rychlosti letu	25

SEZNAM TABULEK

Tab. 1 Klesací rychlosti.....	12
Tab. 2 Součinitelé vztlaku a odporu.....	14